

PILOTLESS AIRCRAFT CONTROL SYSTEM

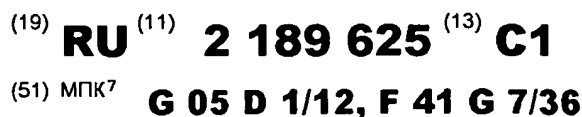
Patent number: RU2189625
Publication date: 2002-09-20
Inventor: ANDRIEVSKIY V R; VOJNOV E A; KULIKOV V I; NIKOL
TSEV V A; PAKHOMOV V M; PLESHCHENKO O G;
PODOPLEKIN JU F; SIMANOVSKIY I V; SOLOV EVA V
V; SHAROV S N
Applicant: J NII GRANIT; GUP TSENTRAL NY
Classification:
- International: *F41G7/36; G05D1/12; F41G7/00; G05D1/12; (IPC1-7):*
G05D1/12; F41G7/36
- european:
Application number: RU20010108859 20010403
Priority number(s): RU20010108859 20010403

Report a data error here

Abstract of RU2189625

control of pilotless aircraft in emergency situations. SUBSTANCE: pilotless aircraft control system has an autopilot, on-board computer, pre-launch procedure and flight mission input control panel, radar homer with a phase-manipulated sounding signal, which has an antenna, transmitter and a receiver, range finder, synchronizer and a signal compression filter, threshold device, coordinate fixation device, three selector switches, maximum fixation device and a threshold formation unit. EFFECT: provided pilotless aircraft control both to a radar contrast point and to a point having no radar contrast without essential equipment expenses at modernization of the existing systems. 11 dwg

Data supplied from the *esp@cenet* database - Worldwide





(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 189 625** ⁽¹³⁾ **C1**
 (51) Int. Cl. ⁷ **G 05 D 1/12, F 41 G 7/36**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 2001108859/09, 03.04.2001

(24) Effective date for property rights: 03.04.2001

(46) Date of publication: 20.09.2002

(98) Mail address:
191014, Sankt-Peterburg, ul. Gospital'naja,
3, GUP TsNII "Granit", pat.pov. V.V.Turenko,
reg. № 82

(71) Applicant:
Gosudarstvennoe unitarnoe predpriyatie
Tsentral'nyj nauchno-issledovatel'skij
institut "Granit"

(72) Inventor: Andrievskij V.R.,
Vojnov E.A., Kulikov V.I., Nikol'tsev
V.A., Pakhomov V.M., Pleshchenko
O.G., Podoplekin Ju.F., Simanovskij
I.V., Solov'eva V.V., Sharov S.N.

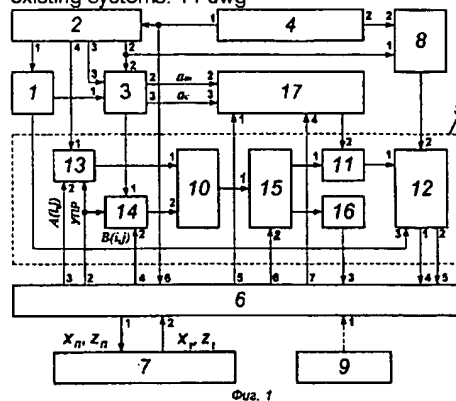
(73) Proprietor:
Gosudarstvennoe unitarnoe predpriyatie
Tsentral'nyj nauchno-issledovatel'skij
institut "Granit"

(54) PILOTLESS AIRCRAFT CONTROL SYSTEM

(57) Abstract:

FIELD: control of pilotless aircraft in emergency situations. SUBSTANCE: pilotless aircraft control system has an autopilot, on-board computer, pre-launch procedure and flight mission input control panel, radar homer with a phase-manipulated sounding signal, which has an antenna, transmitter and a receiver, range finder, synchronizer and a signal compression filter, threshold device, coordinate fixation device, three selector switches, maximum fixation device and a threshold formation unit. EFFECT: provided pilotless aircraft control both to a radar contrast point and to a point having no radar contrast without essential equipment expenses at modernization of the

existing systems. 11 dwg



RU 2 189 625 C1

RU 2 189 625 C1

Изобретение относится к системам управления местоположением и курсом беспилотного летательного аппарата (БПЛА) и может быть использован при проектировании БПЛА, предназначенных для высокоточного приведения в заданную точку земной поверхности, в частности, для доставки груза в зараженные районы или на объекты, блокированные террористами.

Известна система управления БПЛА [1], которая содержит радиолокационный визир (измеритель координат и параметров объекта назначения, или, иначе, координатор), измеритель координат и параметров движения управляемого объекта, устройство формирования сигналов управления, устройство обработки информации, радиовысотомер, блок задания порога, управляемый переключатель, устройство коррекции высоты и вертикальной скорости. В качестве измерителя координат и параметров движения управляемого объекта (БПЛА) использована система инерциальной навигации. Устройство формирования сигналов управления, включающее программный блок, устройство обмена информацией и вычислительные блоки, представляет собой бортовую электронно-вычислительную машину (БЭВМ), организующую процессы обмена информацией между элементами системы управления БПЛА и в соответствии с заложенными в ней алгоритмами принимающую решение об управлении БПЛА путем изменения или коррекции управляющих сигналов автопилота.

Известная система управления достаточно эффективна при необходимости приведения БПЛА в радиоконтрастную точку или к радиоконтрастному объекту. Это достигается следующим образом. Координатор при помощи антенны сканирует пространство перед БПЛА и, анализируя отраженные сигналы по направлению и дистанции, определяет координаты искомого объекта по центру тяжести наблюдаемого двумерного массива (алгоритмы приведены, например, в [2, стр. 25]).

Недостатком известной системы управления БПЛА является невозможность приведения БПЛА в такое место поверхности, которое не обладает радиолокационным контрастом на фоне окружающих его других объектов естественного и искусственного образования.

Для приведения БПЛА в заданную точку земной поверхности, не обладающую радиолокационным контрастом, используются системы, которые объединены в литературе под общим названием корреляционно-экстремальные системы наведения [3-6]. Сущность корреляционно-экстремальных систем заключается в том, что локатор осматривает участок поверхности под летательным аппаратом (локатор высотомера), сбоку от летательного аппарата (локатор бокового обзора), перед собой (локатор переднего обзора) или сзади (локатор заднего обзора). Результаты осмотра сравниваются с эталонной радиолокационной картой и по максимуму коэффициента корреляции наблюдаемого изображения и эталонной карты определяются координаты истинного местоположения БПЛА относительно

заданной на момент измерения теоретической (или программной) точки его местонахождения. Эта разница координат используется при коррекции автопилота для дальнейшего программного полета БПЛА к заданной точке поверхности земли. Необходимым условием реализации подобных систем является наличие в них коррелятора, реализованного на универсальной (или специализированной) высокопроизводительной бортовой вычислительной машине или на основе оптического коррелятора.

Во вновь проектируемых системах управления БПЛА, предназначенных для точного приведения к радиоконтрастным и к нерадиконтрастным объектам, необходимо совмещать оба принципа наведения и соответственно нести суммарные аппаратные затраты на обычную обработку принимаемых сигналов (выделение сигнала на фоне шума, селекция помех и классификация наблюдаемых объектов, определения координат выбранной наиболее яркой точки) и на корреляционную обработку пространственного радиолокационного изображения.

Однако при этом необходимо учитывать следующее.

Реализация корреляционно-экстремальной системы требует применения локатора с высокой разрешающей способностью как по дистанции, так и по угловым координатам, т. е. требует локатора бокового обзора с синтезированной апертурой, либо локатора с узкой диаграммой направленности. В силу ограниченности размеров антенны на БПЛА приходится использовать миллиметровый диапазон радиоизлучений, который позволяет максимально сузить диаграмму направленности антенны и, соответственно, улучшить разрешающую способность по угловым координатам. Однако, дальность действия локатора миллиметрового диапазона в сильной степени зависит от погодных условий, что, в свою очередь, ограничивает его применение на БПЛА.

Для устранения этого недостатка возможно использование многоканальных бортовых РЛС, использующих сразу два диапазона радиоизлучений: сантиметровый и миллиметровый. При этом сантиметровый диапазон обеспечивает большую дальность и всепогодность, а миллиметровый - лучшую точность на малой дистанции. Недостатком корреляционно-экстремальных систем с многоканальными бортовыми локаторами является существенное возрастание аппаратных затрат.

В модернизируемых системах управления БПЛА невозможно внести существенные изменения в аппаратуру, особенно в части введения дополнительных приборов и связей. Поэтому необходимо искать другие пути практической реализации первого (контрастный объект) или второго (неконтрастный объект) принципов управления наведения БПЛА.

Наиболее близким аналогом, принятым в качестве прототипа предлагаемого изобретения, является система управления БПЛА, использующая в качестве координатора одноканальную бортовую РЛС сантиметрового диапазона с

фазоманипулированным зондирующим сигналом [7, стр. 4]. Кроме координатора система управления беспилотным летательным аппаратом содержит систему автопилотирования (автопилот), соединенную с бортовой ЭВМ, которая выполнена с возможностью подключения к пульту предстартовой подготовки и ввода полетного задания, который расположен в месте старта БПЛА. Координатор содержит передатчик, в котором формируется импульсный зондирующий сигнал с изменением фазы несущей частоты псевдослучайным двоичным кодом, антенну, кинематически связанную с приводом антенны, приемник, синхронизатор, дальномер (счетчик дальности) и устройство обработки сигналов, включающее фильтр сжатия сигналов, пороговое и устройство фиксации координат, формирующее сигналы дальности и углового положения отраженных сигналов, поступающих в ЭВМ. ЭВМ определяет координаты истинной цели, сопоставляет данные о местоположении БПЛА, измеренные автопилотом, с данными о местоположении истинной цели и формирует сигналы коррекции курса БПЛА, поступающие на автопилот. Преимуществом системы управления БПЛА с координатором, использующим фазоманипулированный сигнал, является более высокая точность сопровождения цели и более высокая помехозащищенность по отношению к активным и пассивным помехам, что известно, например, из [8, 9].

Недостатком системы управления по прототипу является ее низкая эффективность при необходимости приведения БПЛА к нерадиконтрастному объекту-цели или в нерадиконтрастную точку земной поверхности.

Задачей изобретения является обеспечение возможности приведения БПЛА как к радиоконтрастным объектам-целям, так и к цели, не имеющей радиолокационного контраста, без существенных аппаратных затрат при модернизации существующих систем.

Сущность изобретения заключается в том, что в системе управления беспилотным летательным аппаратом, содержащей автопилот, подключенный входом и выходом к первому выходу и второму входу бортовой электронно-вычислительной машины (ЭВМ), первый вход которой является входом для подключения к пульту предстартовой подготовки и ввода полетного задания, и радиолокационный координатор с фазоманипулированным зондирующим сигналом, который содержит антенну, кинематически связанную с приводом антенны, соединенные с антенной передатчик и приемник, гетеродинный выход которого подключен к соответствующему входу приемника, синхронизатор, дальномер, и устройство обработки сигналов, в состав которого входят фильтр сжатия сигналов, пороговое устройство и устройство фиксации координат, соответствующие входы которого подключены к выходу порогового устройства, выходу дальномера и информационному выходу привода антенны, а выходы, на которых формируются значения величин дистанции и углового положения отраженных сигналов, подключены к четвертому и пятому входам ЭВМ, шестой вход которой и вход

передатчика подключены к выходу синхронизатора, передающему импульсную последовательность с частотой зондирования, выход синхронизатора, передающий последовательность импульсов синхронизации, подключен ко второму входу дальномера, первый вход которого и второй вход приемника по сигналу окончания зондирующего импульса подключены ко второму выходу передатчика, гетеродинный выход которого соединен с гетеродинным входом приемника, в устройстве обработки сигналов дополнительно введены три переключателя, устройство фиксации максимума и блок формирования порога, управляющие входы которого по сигналу признака режима и сигналу задания масштаба подключены соответственно к пятому и седьмому выходам ЭВМ, выход подключен к уровневому входу порогового устройства, а соответствующие сигнальные входы - к выходам приемника, на которых формируются усредненное значение интенсивности шума и усредненное значение интенсивности отраженного сигнала, кодовый выход передатчика и выход видеосигнала приемника подключены к первым входам первого и второго переключателей, соответственно, вторые входы первого и второго переключателей соединены соответственно с третьим и четвертым выходами ЭВМ, на которых формируются последовательность бинарного массива измерений и последовательность эталонного бинарного массива, их управляющие входы соединены со вторым выходом ЭВМ, а выходы подключены соответственно к первому и второму входам фильтра сжатия сигналов, выход которого соединен с сигнальным входом третьего переключателя, управляющий вход которого подключен к шестому выходу ЭВМ, а выходы - к сигнальным входам порогового устройства и устройства фиксации максимума, а выход последнего, на котором формируется сигнал, характеризующий местоположение бинарного массива измерений на эталонной карте, соединен с третьим входом ЭВМ.

В предлагаемой системе устройство обработки сигналов при работе по радиоконтрастным объектам сначала обнаруживает в просматриваемой зоне отраженные сигналы на фоне шума (т. е. сначала работает по своему прямому назначению), а затем переходит в режим сравнения и суммирования бинарных последовательностей, сформированных путем дополнительной пороговой обработки измеренного массива наблюдаемых сигналов и подготовленной заранее эталонной бинарной последовательности. По результатам этого сравнения определяются координаты зоны измерений координатора и положение БПЛА относительно заданной точки приведения.

Сущность изобретения поясняется чертежами, на которых представлены:

- фиг.1 - структурная схема системы,
- фиг.2 - структурная схема бортовой электронно-вычислительной машины,
- фиг.3 - структурная схема фильтра сжатия сигналов,
- фиг.4 - временные диаграммы сигналов на входах и выходе фильтра сжатия сигналов,
- фиг.5 - схема блока формирования порога,

фиг.6 - схема устройства фиксации максимума,

фиг.7 - графическое изображение зоны обзора координатора в стартовой системе координат,

фиг. 8 - логико-временная диаграмма этапов функционирования системы управления в режиме приведения к нерадиоконтрастному объекту назначения,

фиг. 9 - укрупненная схема алгоритма, реализуемого бортовой электронно-вычислительной машиной,

фиг.10, 11 - примеры зависимостей показателей оценок точности при приведении БПЛА к объектам различного назначения.

На фиг. 1 структурной схемы системы управления БПЛА приняты следующие обозначения:

- 1 - антенное устройство,
- 2 - передатчик,
- 3 - приемник,
- 4 - синхронизатор,
- 5 - устройство обработки сигналов,
- 6 - бортовая электронно-вычислительная машина,
- 7 - автопилот,
- 8 - дальномер,
- 9 - пульт предстартовой подготовки и ввода полетного задания,
- 10 - фильтр сжатия сигналов,
- 11 - пороговое устройство,
- 12 - устройство фиксации координат,
- 13 - первый переключатель,
- 14 - второй переключатель,
- 15 - третий переключатель,
- 16 - устройство фиксации максимума,
- 17 - блок формирования порога.

Согласно фиг.1 в системе управления БПЛА к первому выходу синхронизатора 4 (выходу импульсной последовательности с частотой зондирования) подключены вход передатчика 2 и шестой вход БЭВМ 6, а ко второму его выходу (последовательности синхронизирующих импульсов) - второй (счетный) вход дальномер 8, первый вход которого и второй вход приемника 3 (по сигналу окончания зондирующего импульса) подключены ко второму выходу передатчика 2. Первый (сигнальный) выход передатчика 2 подключен к антенне, сигнальный выход которой подключен к первому входу приемника 3, а информационный выход привода антенны подключен к третьему входу устройства 12 фиксации координат.

Третий (гетеродинный) выход передатчика 2 соединен с третьим (гетеродинным) входом приемника, а его четвертый (кодový) выход подключен к первому входу первого переключателя 13. Выход видеосигнала (первый) приемника 3 подключен к первому входу второго переключателя 14, а его второй выход, на котором формируется усредненное значение интенсивности шума (выход ШАРУ), и третий выход, на котором формируется усредненное значение интенсивности отраженных сигналов (выход АРУ), соединены со вторым и третьим (сигнальными) входами блока 17 формирования порога, выход которого соединен со вторым (уровневым) входом порогового устройства 11.

Выход порогового устройства 11 соединен с первым входом устройства 12 фиксации координат, второй вход которого подключен к выходу дальномер 8, а первый и второй

выходы, на которых формируются значения величин дистанции и углового положения отраженных сигналов, подключены соответственно к четвертому и пятому входам БЭВМ 6, первый выход и второй вход которой соединены с автопилотом 7, а первый вход является входом для подключения к пульту 9 предстартовой подготовки и ввода полетного задания.

К первому и второму выходам третьего переключателя 15 подключены соответственно сигнальный (первый) вход порогового устройства 11 и вход устройства 16 фиксации максимума. Сигнальный (первый) вход третьего переключателя 15 подключен к выходу фильтра 10 сжатия сигналов, первый и второй входы которого соединены с выходами первого и второго переключателей 13 и 14, соответственно. Управляющие входы первого и второго переключателей 13, 14 подключены ко второму выходу БЭВМ 6, шестой выход которой соединен со вторым (управляющим) входом третьего переключателя 15, а пятый и седьмой входы соединены соответственно с управляющим входом признака режима (первым) и управляющим входом задания масштаба (четвертым) блока 4 формирования порога.

Третий вход БЭВМ 6 соединен с выходом устройства 16 фиксации максимума, на котором формируется сигнал, характеризующий местоположение бинарного массива измерений на эталонной карте, а третий и четвертый входы БЭВМ 6, с которых передаются последовательность бинарного массива измерений и последовательность эталонного бинарного массива, подключены ко вторым сигнальным входам соответственно первого и второго переключателей 13 и 14.

Антенное устройство 1, передатчик 2, приемник, синхронизатор 4, дальномер 8 и устройство 5 обработки сигналов образуют радиолокационный координатор системы управления БПЛА.

Антенное устройство 1 является головной частью координатора и содержит одно- или двухзеркальную антенну сантиметрового диапазона с симметричной узкой (насколько позволяют конструктивные размеры БПЛА) диаграммой направленности. Антенна закреплена в кардановом подвесе, снабженном двумя следящими приводами, которые могут поворачивать ее вокруг горизонтальной и вертикальной оси, обеспечивая сканирование диаграммы направленности в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Датчики угла поворота антенны вокруг вертикальной и горизонтальной осей, выполненные, например, в виде потенциометров или цифровых оптико-электронных преобразователей угол-код, вырабатывают информационные сигналы углового положения антенны относительно корпуса летательного аппарата в текущий момент времени: ψ_a - угол поворота в горизонтальной плоскости и φ_a - угол поворота в вертикальной плоскости. Управление антенной в обеих плоскостях идентично, поэтому, для простоты изложения, в дальнейшем рассматривается только поворот в горизонтальной плоскости. Подробно построение системы управления антенной радиолокационного координатора

изложено, например, в [7, стр. 23-33]. Для обзора пространства перед БПЛА на вход следящих приводов антенны подается пилообразный управляющий сигнал периодического сканирования антенны в соответствующей плоскости. Этот сигнал может формироваться непосредственно внутри антенного устройства при помощи интегрирующего операционного усилителя в аналоговом виде, реверсивного счетчика синхрипульсов в цифровом виде или в бортовой ЭВМ.

Передатчик 2 выполнен в виде усилительной цепочки на лампе бегущей волны (ЛБВ), на входе которой несущая частота возбудителя модулируется по фазе псевдослучайной μ -последовательностью, формируемой генератором кода и фазовым манипулятором (Яковлев В.В., Федоров Р.Ф. Стохастические ВМ, Л., Машиностроение, стр. 147-153, 1974 г.). Частота повторения и длительность зондирующих импульсов передатчику задается синхронизатором 4. Импульс, соответствующий моменту окончания зондирующего импульса, формируется на управляющем выходе усилителя мощности, который служит вторым выходом передатчика, а сигнальный выход усилителя мощности образует первый выход передатчика. Выход гетеродинной частоты возбудителя образует третий выход передатчика, а выход генератора кода, на котором формируется кодовая последовательность изменения фазы несущей частоты каждого излучаемого сигнала - u_1 , образует четвертый выход передатчика. Пример реализации передатчика с фазоманипулированным сигналом и входящих в него блоков известен, например, из [10].

Приемник 3 выполнен в виде последовательно соединенных усилителя высокой частоты, смесителя, второй вход которого образует гетеродинный (третий) вход приемника, усилителя промежуточной частоты (УПЧ) и видеусилителя. Варианты построения приемника РЛС с фазоманипулированным сигналом изложены в [8-10]. Важным обстоятельством является обязательное наличие в приемнике автоматической регулировки уровня шумов (ШАРУ) и автоматической регулировки усиления (АРУ). Первый выход приемника 3 - основной выход видеусилителя, на котором формируется последовательность u_2 сигналов, отраженных от наблюдаемых объектов, второй выход - выход схемы ШАРУ, на котором формируется аналоговый (возможен вариант дискретной схемы и цифрового выхода) сигнал a_w , величина которого пропорциональна усредненному значению (уровню) интенсивности шума отраженных сигналов, третий выход - выход схемы АРУ, на котором формируется сигнал a_c , пропорциональный усредненному значению интенсивности отраженных сигналов.

Бортовая ЭВМ 6 представляет собой универсальную ЭВМ, которая с разделением во времени воспринимает информацию по шести входам и вырабатывает на соответствующих выходах с первого по седьмой информационные или управляющие сигналы. Примеры ЦВМ приведены в [11, 12]. В частности, может использоваться Micro PC

фирмы "Octagon".

Структурная схема одного из возможных вариантов построения БЭВМ 6 приведена на фиг.2 [12, стр. 133]. Эта структура построена с использованием трех интерфейсных магистралей 18, 19, 20 информационного обмена, каждая из которых через соответствующий контроллер 21, 22, 23 прямого доступа к памяти связана с системной интерфейсной магистралью 24 памяти и внутренней интерфейсной магистралью 25 процессора. Процессор 26 непосредственно соединен с обеими магистралями 24, 25, а блок 27 памяти (ДЗУ) - только с магистралью 24. К первой интерфейсной магистрали 18 информационного обмена подключены три адаптера 28, 29, 30 внешних устройств, через которые осуществляется связь с пультом 9 предстартовой подготовки (адаптер 29) и с автопилотом 7 (адаптеры 28 и 30). Ко второй интерфейсной магистрали 19 подключены адаптеры 31, 32, 33 внешних устройств, принимающие соответствующие сигналы радиолокационного координатора, которые поступают на третий, четвертый и пятый входы БЭВМ 6, а через группу адаптеров 34, ..., 40, внешних устройств, подключенных к третьей информационной магистрали 20 и образующих выходы БЭВМ со второго по седьмой, осуществляется передача соответствующих управляющих и информационных сигналов в устройство 5 обработки сигналов радиолокационного координатора.

Процессор 26 управляет подготовкой программ и размещением их в блоке 27 памяти, инициирует в определенные моменты времени через свою внутреннюю интерфейсную магистраль 25 и соответствующую магистраль 18 (19, 20) информационного обмена работу с нужным внешним устройством, указывая при этом через контроллер 21 (22, 23) прямого доступа к памяти место в блоке 27 памяти, где хранится необходимая программа. По завершении программы обратная связь с каналами осуществляется с помощью программного прерывания также через внутреннюю интерфейсную магистраль 25.

Использование приведенной структуры обеспечивает увеличение вычислительной мощности БЭВМ за счет того, что процессор 26 не участвует в операциях ввода-вывода, а только инициирует работу каналов и контролирует логико-временную диаграмму работы БЭВМ.

Возможны и другие варианты построения бортовой вычислительной машины и связи ее с внешними устройствами. Широко распространена, например, ЭВМ с магистральным интерфейсом (ГОСТ 26765.52-67). Однако, тип связи ЦВМ с внешними устройствами принципиального значения для существа изобретения не имеет.

Автопилот 7 или бортовая навигационная система представляет собой систему гироскопических приборов (в простейшем случае гиросазимут, гиригоризонт и три гириинтегратора), измеряющих пройденный путь в стартовой системе координат: X - направление полета, заданное в точке старта, Y - высота полета, Z - боковое отклонение от вертикальной плоскости, совпадающей с

направлением полета, заданным в точке старта, или, иначе, плоскости стрельбы. При отклонении измеряемых автопилотом текущих координат Y_t и Z_t при X_t от значений, заданных полетным заданием, автопилот автономно или при помощи бортовой ЭВМ выдает управляющие сигналы на рулевые органы, при помощи которых приводятся в соответствие боковое отклонение от плоскости стрельбы $Z_t=Z_n$ и высота полета $Y_t=Y_n$. Сведения, необходимые для реализации автопилота, приведены, например, в [13].

Известно также, что для управления БПЛА по высоте часто используется высотомер, показания которого в вертикальной плоскости могут оказаться точнее, чем у гириноинтегратора, однако для существа предлагаемого изобретения это не имеет значения. По этой причине дальнейшее описание ограничивается только рассмотрением управления беспилотным летательным аппаратом в горизонтальной плоскости.

Для задания программы движения БПЛА в боковой плоскости часто используют установку нуля гироскопических приборов в азимутальной плоскости, совпадающую с направлением на цель - Ψ (плоскость стрельбы). В этом случае автопилот обрабатывает возмущения, сводя рассогласование ΔZ (отклонение от плоскости стрельбы) к нулю. Путь, проходимый БПЛА по оси X , в этом случае соответствует текущей дистанции D_t от места старта до БПЛА. Конечная точка полета задается дистанцией D_k .

Дальномер 8 в рассматриваемой системе представляет собой счетчик синхриимпульсов, поступающих со второго выхода синхронизатора 4. Обнуление и запуск счетчика происходит по сигналу со второго выхода передатчика 2, поступающему на первый вход дальномера 8. Выходной сигнал дальномера в последовательном или параллельном коде несет информацию о времени τ_3 , которое прошло после окончания импульса излучения. Измеряемая дискретность или цена младшего разряда счетчика составляют, например, 0,1 мкс, что соответствует дистанции 15 м. Число разрядов счетчика соответствует максимальной дистанции возможного наблюдения объекта-цели или периоду повторения зондирующих импульсов передатчика 2. В аналоговом исполнении дальномер 8 выполняется на интегрирующем операционном усилителе, формирующем пилообразное напряжение с периодом следования зондирующих импульсов. В этом случае величина выходного сигнала дальномера 8 пропорциональна времени, истекшему с момента окончания зондирующего импульса.

Пульт 9 предстартовой подготовки и ввода полетного задания предназначен для проверки исправности всех бортовых систем БПЛА и ввода в БЭВМ 6 полетного задания. Перед запуском БПЛА все бортовые приборы получают электропитание от внешнего источника и по результатам тестовой проверки выдают обратные сигналы готовности (или неисправности), по которым

оператор принимает решение о возможности запуска БПЛА. После проверки исправности всех бортовых систем и агрегатов в память бортовой ЭВМ 6 транслируется полетное задание в виде программы траектории полета. При этом в табличной, аналитической или смешанной форме вводится планируемый маршрут, задаваемый в виде зависимостей координат $Y(X)$ и $Z(X)$, где X - продольная координата в плоскости стрельбы, Y - высота полета и Z - боковое отклонение от плоскости стрельбы. При помощи пульта 9 выставляется начальное положение гироскопических автопилота, соответствующее выбранной плоскости стрельбы. Кроме этого, при помощи пульта 9 вводятся в бортовую ЭВМ основные параметры логико-временной диаграммы и режимов работы бортовой аппаратуры.

Аппаратура предстартовой проверки и ориентации гироскопических приборов известна, например, из [14-17]. Собственно пульт представляет собой терминал оператора, который содержит клавиатуру, монитор и центральный прибор управления и связи, включающий ЭВМ, ДЗУ, ОЗУ и адаптеры, организованные в сеть посредством интерфейсных магистралей. Примером одной из возможных реализаций пульта 9 может служить схема пульта оператора корабельной боевой информационно-управляющей системы [18].

Фильтр 10 сжатия сигналов, структурная схема которого приведена на фиг. 3, содержит запоминающий регистр 41 и сдвиговый регистр 42, выходы которых поразрядно подключены ко входам многоадресного элемента 43 исключения ИЛИ, выход которого образует выход фильтра 10 сжатия сигналов. Входы регистров 41 и 42 образуют первый и второй входы фильтра 10.

Эпюры, поясняющие работу фильтра сжатия, приведены на фиг.4, где обозначено: u_1 - кодовая последовательность изменения фазы несущей частоты излучаемого сигнала на первом входе фильтра 10, u_2 - последовательность отраженных сигналов с видеовыхода приемника на втором входе фильтра 10, u_3 - выходной сигнал фильтра 10.

Пороговое устройство 11 выполнено, например, в виде компаратора - усилителя постоянного тока с дифференциальным входом без внешней обратной связи. На его второй вход подается уровеньный сигнал с выхода блока 17 формирования порога, который определяет уровень порога срабатывания компаратора, а на первый вход - сигнал u_3 с выхода фильтра сжатия. Если величина сигнала u_3 на выходе фильтра сжатия больше порогового значения $U_{пор}$, то на выходе порогового устройства 11 появится нормированный сигнал постоянной амплитуды длительностью Δt .

Устройство 12 фиксации координат представляет собой схему совпадения сигнала задержки времени τ_3 , поступающего с выхода дальномера, и сигналов углового положения антенны ψ_a , поступающих с датчиков угла поворота антенны 1, с управляющим сигналом - импульсом с выхода порогового устройства 11. При наличии управляющего импульса происходит запись величин на соответствующие выходные регистры дистанции до объекта-цели $D_c =$

$c \cdot \tau_3/2$ (c - скорость распространения электромагнитного излучения) и угла ψ_a (аналогично, при необходимости угла ψ_a). При аналоговом исполнении системы схема совпадения может быть выполнена на пик-детекторах, а в дискретно-цифровом варианте - в виде триггерных регистров.

Число пик-детекторов или выходных регистров в устройстве 12 фиксации координат определяется максимально возможным (допустимым для данного БПЛА) числом одновременно наблюдаемых объектов-целей, среди которых по определенным признакам (например, по их взаимному расположению) определяется объект назначения, на который наводится БПЛА. Для БПЛА, приводимых к радиоконтрастным точкам или объектам, максимальное число возможных наблюдаемых объектов равно, например, 20. Этим ограничено число выходных регистров дистанции D и угла ψ_a наблюдения (визирования) объекта.

Переключатели 13, 14 и 15 представляют собой обычные двухпозиционные реле (контактные электромеханические или бесконтактные электронные). Управляющие входы переключателей 13 и 14 подключены ко второму выходу БЭВМ 6, а управляющий вход переключателя 15 - к ее шестому выходу. С этих выходов выдаются команды на переключение в режим приведения БПЛА к неконтрастному объекту после радиолокационного обзора.

Нормально-замкнутые контакты переключателя 13 коммутируют сигнал кодовой последовательности изменения фазы зондирующего сигнала с передатчика 2 на вход запоминающего регистра 41 (первый вход фильтра 10 сжатия сигналов), а нормально-разомкнутые контакты этого ключа коммутируют на его вход последовательность бинарного массива измерений с третьего выхода БЭВМ 6.

Нормально-замкнутые контакты ключа 14 коммутируют выход видеосигнала приемника 3 на вход сдвигового регистра 42 (второй вход фильтра 10 сжатия сигналов), а нормально-разомкнутые контакты этого ключа коммутируют на вход сдвигового регистра 42 кодовую последовательность эталонного бинарного массива с четвертого выхода БЭВМ 6.

Нормально-замкнутые контакты переключателя 15 коммутируют выходной сигнал фильтра 10 сжатия сигналов на вход порогового устройства 11, а нормально-разомкнутые - на вход устройства 16 фиксации максимума.

Блок 17 формирования порога выполнен по схеме, приведенной на фиг.5, где обозначены:

44 - двухпозиционное реле, 45 - масштабирующий усилитель, 46 - трехпозиционное поляризованное реле, R_1, \dots, R_8 - резисторы.

Двухпозиционное реле 44 предназначено для переключения на вход масштабирующего усилителя 45 сигнала среднего значения интенсивности шума $a_{ш}$ со второго входа блока 17 формирования порога или (при наличии на управляющем входе сигнала признака режима) усредненного значения интенсивности сигнала a_c с третьего входа

блока 17.

Трехпозиционное поляризованное реле 46 предназначено для переключения резисторов в цепи обратной связи усилителя 45.

5 Коэффициент передачи среднего значения шума $a_{ш}$ со второго входа блока 17 на его выход определяется отношением $(R_5 + R_6)/(R_1 + R_3)$, а среднего значения сигнала a_c с третьего входа блока 17 на его выход при отсутствии управляющего сигнала на четвертом входе, соответственно, отношением $(R_5 + R_6)/(R_2 + R_3)$. При наличии положительного управляющего сигнала на поляризованном реле 46 коэффициент передачи блока 17 формирования порога возрастает и соответствует отношению $(R_5 + R_6 + R_7)/(R_1 + R_3)$, а при отрицательном управляющем сигнале на коэффициент передачи уменьшается и равен отношению $R_7/(R_1 + R_3)$. Резистор R_8 необходим для предотвращения перегрузки усилителя 45 в моменты размыкания контактов реле 46.

20 Величина сигнала на выходе блока 17 формирования порога определяет величину порога $U_{пор}$ порогового устройства 11.

Устройство 16 фиксации максимума может быть реализовано в аналоговом или цифровом виде.

25 Пример его реализации в аналоговом виде приведен на фиг.6, где обозначены: 47 - операционный усилитель, 48 - дифференциальный усилитель, R_9, \dots, R_{14} - резисторы, D_1 - диод, C_1, C_2 - конденсаторы. 30 Устройство 16 фиксации максимума содержит последовательно соединенные пик-детектор (D_1), интегрирующую цепочку $R_9 C_1$, согласующий операционный усилитель 47, коэффициент усиления которого определяется отношением R_{11}/R_{10} , дифференцирующую цепочку $C_2 R_{12}$, резистор R_{13} и согласующий дифференциальный усилитель 50. Порог срабатывания усилителя 50 определяется величиной напряжения смещения, в качестве которого может использоваться напряжение питания усилителя, и отношением R_{14}/R_{15} . Входом устройства 16 фиксации максимума служит вход детектора D_1 , а выходом - выход дифференциального усилителя 50.

45 В зависимости от типа объекта назначения (радиоконтрастный или нерадиоконтрастный) система управления беспилотным летательным аппаратом работает в одном из двух режимов наведения, которые задаются в виде признака режима и вводятся в полетное задание перед стартом БПЛА с пульта 9 предстартовой подготовки и ввода полетного задания.

50 В режиме приведения БПЛА к радиоконтрастному объекту (в полетном задании $Реж=1$) на втором и шестом выходах БЭВМ 6 отсутствуют управляющие сигналы, на пятом выходе отсутствует управляющий сигнал признака режима, на седьмом - сигнал задания масштаба, а на третий вход БЭВМ 6 не поступает сигнал с устройства 16. Приведение БПЛА к объекту назначения производится при помощи радиолокационного координатора, который в этом режиме работает следующим образом.

55 Антенна 1 сканирует пространство перед БПЛА. Передатчик 2 с заданной синхронизатором 2 частотой излучает

фазоманипулированные зондирующие импульсы. Код последовательности изменения фазы несущей частоты u_1 через нормально-замкнутые контакты переключателя 13 поступает в запоминающий регистр 41 фильтра 10 сжатия сигналов и запоминается в нем. На второй вход фильтра 10 поступает видео- сигнал с первого выхода приемника 3, представляющий собой последовательность сигналов u_2 , обновляемую путем сдвига через каждый дискрет времени Δt . При длительности одного дискрета зондирующего импульса $\Delta t = 1$ мкс частота обновления составляет 1 МГц, а при длительности 0,1 мкс, соответственно, 10 МГц. При длительности зондирующего сигнала $T = 40$ мкс и $\Delta t = 0,1$ мкс число ячеек регистров 41 и 42 составляют 400.

Сигналы регистров 41 и 42 сравниваются параллельно для каждой пары ячеек, и сумма совпадений определяет величину сигнала u_3 на выходе фильтра 10 сжатия. Максимальным значение выходного сигнала u_3 будет в момент времени, когда модуляция (манипуляция) приемного сигнала совпадает (точнее, будет иметь максимальное соответствие) с зондирующим сигналом. Далее выходной сигнал с фильтра 10 сжатия сигналов через нормально-замкнутые контакты переключателя 15 поступает на сигнальный вход порогового устройства 11, в котором сравнивается уровнем значением $U_{пор.}$ задаваемым блоком 17 формирования порога. Если величина сигнала u_3 на выходе фильтра сжатия больше порогового значения $U_{пор.}$, то на выходе порогового устройства 11 появится нормированный сигнал постоянной амплитуды длительностью Δt .

Величина порога $U_{пор.}$ обнаружения сигнала, выше которой сигнал считается обнаруженным, определяется заданным уровнем ложной тревоги, путем оценки $a_{ш}$ - среднего уровня интенсивности принимаемого шума. Схема ШАРУ приемника 3 регулирует усиление приемника таким образом, чтобы среднее значение шума было заданной величины, т.е. поддерживает постоянным величину $a_{ш}$. Отношение $U_{пор.}/a_{ш}$ определяется заранее на основе анализа закона распределения амплитуды шумовых выбросов и составляет величину порядка 8-10, так как вероятность ложной тревоги задается малой величиной $10^{-5}-10^{-6}$ [7, стр. 18-20]. Таким образом, величина уровня срабатывания порогового устройства в режиме обнаружения отраженных сигналов связана с сигналом ШАРУ масштабным коэффициентом. Например, если сигнал ШАРУ, равный среднему значению шума приемника, составляет 0,1 В, то величина порога обнаружения составит 1 В. Эта величина порога транслируется на уровень вход порогового устройства 11 через нормально-замкнутые контакты двухпозиционного реле 44 и масштабирующий усилитель 45 блока 17 формирования порога.

Устройство 12 фиксации координат осуществляет запись величин дистанции и углового положения сигналов от объекта или элементов объекта, превысивших пороговый

уровень, и передает эти величины на четвертый и пятый входы БЭВМ 6. В БЭВМ 6 анализируются взаимное положение отраженных сигналов по дистанции и углу, после чего определяются координаты искомого объекта, например, по центру тяжести наблюдаемого двумерного массива, как это показано на фиг. 7, где обозначены:

ψ - угол сканирования антенны в горизонтальной плоскости;

ψ_c - центр зоны сканирования, совпадающий с продольной плоскостью БПЛА;

ψ_c - направление на объект - цель;

D - дистанция; D_c - дистанция до объекта - цели.

Серым цветом на фиг.7 обозначена область параметров D и ψ , где осуществляется поиск, обнаружение и сопровождение объектов-целей.

За координаты цели D_c, ψ_c принимается "блестящая" точка (элемент разрешения с откликом сигнала, ближайший по координате к "центру тяжести" наблюдаемых сигналов в плоскости D, ψ).

$$D_c = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N D_n;$$

$$\psi_c = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \psi_n,$$

где n - номер обнаруженного сигнала (объекта или его элемента);

N - число обнаруженных сигналов на одном обзоре.

Координаты объекта-цели X_c, Z_c в стартовой системе координат определяются соотношениями:

$$X_c = X_t + D_c \cdot \cos(\psi_c);$$

$$Z_c = Z_t + D_c \cdot \sin(\psi_c).$$

Если известно, что заданный для БПЛА объект неподвижен, то измеренные координаты X_c, Z_c сравниваются с координатами полетного задания и при их отличии в БЭВМ 6 заменяются текущие программные координаты X и Z на соответствующие им измеренные значения:

$$X_t = D_c \cdot \cos(\psi_c);$$

$$Z_t = D_c \cdot \sin(\psi_c).$$

Сеансы обзора и измерения координат заданного объекта могут повторяться вплоть до малой дистанции, где наступает ослепление радиолокационного координатора.

Если заданный для приведения БПЛА объект подвижен (например, терпящее бедствие дрейфующее судно), то используются для управления летательным аппаратом законы самонаведения, приведенные, например, в [2].

В режиме приведения БПЛА в назначенную точку поверхности Земли его полет осуществляется по программе автопилота и, соответственно, с его ошибками, которые имеют две основные составляющие: собственные ошибки автопилота за счет естественного "ухода" гироскопов и ошибка привязки местоположения заданного объекта и места старта БПЛА, которые составляют сотни метров при дистанции полета в несколько десятков километров.

Предлагаемая система управления позволяет компенсировать все указанные составляющие ошибок приведения БПЛА. Это достигается следующим образом. Берется участок топографической карты места, где расположен заданный объект и ориентируется относительно направления полета БПЛА (например, ось X снизу вверх, а ось Z слева направо). Размер этого участка определяется соотношениями:

$$\Delta X_3 = \Delta X_{an} + \Delta X_{zi} + \Delta D;$$

$$\Delta Z_3 = \Delta Z_{an} + \Delta Z_{zi} + (D_k - D_1) \cdot \theta,$$

где ΔX_3 , ΔZ_3 - размеры участка карты по продольной X и поперечной Z осям;

ΔX_{an} , ΔZ_{an} - максимальные погрешности приведения БПЛА в заданную точку без участия координатора;

ΔX_{zi} , ΔZ_{zi} - размеры зоны предполагаемых измерений интенсивности радиолокационных отражений;

ΔD - размер элемента разрешения бортового локатора по дистанции;

D_1 - предполагаемая дистанция включения локатора;

D_k - предполагаемая дистанция от точки старта до конечной точки приведения БПЛА;

θ - угловой размер диаграммы направленности антенны в горизонтальной плоскости.

Этот участок топографической карты преобразуется в пульт 9 подготовки и управления в радиолокационную карту для параметров бортового локатора (θ , ΔD , D_k - D_1 и H - высоты полета).

На топографической карте выделяются зоны, участки или отдельные объекты с известными геометрическими характеристиками (рельеф, геометрические размеры характерных элементов, например, зданий, "скачки" по дистанции, вызванные рельефом и затенением более дальних участков ближними объектами) и отражательной способностью, сказывающейся на интенсивности отраженного сигнала.

Геометрические характеристики местности являются наиболее простыми, хорошо изученными и достаточно широко используемыми, особенно в районах с сильно изрезанным рельефом [3, 4].

Топографическая карта в районе, где возможно нахождение искомого объекта, разбивается равномерной сеткой на элементы с линейными размерами, равными или меньшими, чем линейная разрешающая способность ΔD .

Если элемент карты имеет однородную поверхность, ее коэффициент отражения определяется соответствующим значением из таблицы [19, стр. 28] или графиков [19, стр. 72]. При неоднородной поверхности в одном элементе ее отражательная способность $S_{отр}$ находится как суммарное по площади S значение.

$$S_{отр} = \int_S k_i ds \text{ или } S_{отр} = \sum_{i=1}^n S_i \cdot k_i,$$

где n - число поверхностей с площадью S_i , с постоянным коэффициентом отражения k_i .

Отсутствие сведений о коэффициенте

отражения существенных зон или объектов в элементе разрешения приводит к необходимости исключения их активного участия в процессе идентификации и присвоения им индекса "отсутствие эталона".

Методика преобразования топографической карты в карту интенсивности отражений приведена в [20, стр. 5-11, 15].

Реальная интенсивность отражений изменяется в широких пределах (в диапазоне 80-100 дБ), поэтому радиолокационная карта обычно реализуется двумерным массивом $\Delta X_3 \cdot \Delta Z_3$ восьмиразрядных чисел b_{ij} . В предлагаемой системе радиолокационная карта преобразовывается в бинарный массив $b(m,n)$ той же размерности путем пороговой обработки каждого элемента. Если $b_{ij} > U_{пор}$, то на выходе устройства бинарной обработки $b_{ij} = 1$, в противном случае b_{ij} принимаются равными нулю.

Естественно, что массив бинарной карты будет существенно изменяться при изменении величины порога $U_{пор}$. Пороговое значение интенсивности отражений выбирается таким, чтобы обеспечить после пороговой обработки бинарную карту с отношением чисел нулей и единиц, близким к единице. Как показывают результаты моделирования, такая карта дает наибольший запас достоверности правильной привязки измеренного массива к эталонной радиолокационной и, соответственно, к топографической карте местности. Значение этого порога определяется при помощи

итеративной процедуры подсчета числа единиц в бинарном массиве, сравнения его с половиной суммарного числа элементов в эталонной радиолокационной карте и последовательного изменения значения $U_{пор}$ в сторону увеличения, если число единиц превышает половину массива, и в сторону уменьшения, если число единиц меньше половины массива.

Ввиду того, что величина оптимального порога $U_{пор}$ формирования бинарной карты во многих случаях не совпадает со средним значением интенсивности радиолокационной карты, производится дополнительное определение отношения k_n величины порога $U_{пор}$ к среднему значению интенсивности отражений по радиолокационной карте b_c , т.е.

$$k_n = U_{пор} / b_c.$$

Итак, кроме указанных ранее параметров траектории полета, в бортовую ЦВМ 6 с пульта управления 9 передаются вместе с массивом $b(m,n)$ (например, размерностью 50x50) бинарных значений эталонной радиолокационной карты значение коэффициента k_n , признак режима работы (приведение БПЛА к нерадиоконтрастному объекту) и значение дистанции $D_k - D_1$, для которой определена эталонная бинарная карта.

В режиме приведения БПЛА к нерадиоконтрастному объекту (Реж=2) система управления БПЛА функционирует следующим образом.

После старта БПЛА на дистанции $D_k - D_2$ до предполагаемого места нахождения заданного объекта-цели включается радиолокационный координатор в режиме обзора в секторе $\Delta \Psi$ горизонтальной плоскости

$\Delta\psi = (D_k - D_2) / \Delta Z$,
а по дистанции D - в диапазоне $(D_k - D_2) \pm \Delta X_3 / 2$

и по сигналу АРУ приемника определяется a_c - средний уровень интенсивности отраженных сигналов.

По сигналу признака режима на управляющем входе двухпозиционного реле 44 блока 17 формирования порога размыкаются его нормально-замкнутые контакты, коммутирующие на вход усилителя 45 первую сигнальную цепь (сигнала $a_{ш}$) и замыкается вторая сигнальная цепь по сигналу a_c . По величине усредненного уровня интенсивности принимаемых сигналов a_c определяется величина $U_{пор2}$ уровня срабатывания порогового устройства 11, которая зависит также и от значения величины управляющего сигнала на входе задания масштаба трехпозиционного поляризованного реле 46, поступающего с седьмого выхода БЭВМ 6:

$$U_{пор2} = a_c \cdot kп.$$

Дистанция D_2 выбирается меньшей, чем D_1 , на величину перемещения БПЛА за время одного - двух циклов обзора, необходимое для установления сигнала на выходе АРУ, т.е. на величину $3 \cdot T \cdot V$, где T - постоянная времени АРУ (0,5 - 1 с), а V - скорость продольного перемещения БПЛА.

На дистанции $D_k - D_1$ до предлагаемого места заданного объекта в пороговом устройстве 11 устанавливается порог $U_{пор2}$, и на очередном цикле обзора формируется бинарный массив измерений отраженных от поверхности сигналов $U_i(\psi, D)$, размерности которого соответствует размерности зондирующего сигнала и числу ячеек регистров фильтра 10 сжатия. При этом число ячеек фильтра сжатия может в два раза превышать число квантов в зондирующем фазоманипулированном сигнале для компенсации квадратурной составляющей сигнала. В рассматриваемом примере это - число 400, т.е. для двадцати значений ψ углового положения антенны с дискретностью

$$\Delta\psi = \Delta D / (D_k - D_1),$$

где ΔD - разрешающая способность радиолокационного координатора по дистанции, $\Delta\psi$ - угловое перемещение антенны по азимуту за один период следования зондирующих импульсов и измерения двадцати значений интенсивности сигнала по дистанции с дискретностью ΔD .

Устройство 12 фиксации координат формирует для БЭВМ 6 массив $A(i, j)$ измерений, присваивая каждому элементу соответствующее значение угла ψ_i поворота антенны и дистанции D_j , аналогично тому, как это делается в первом режиме работы по контрастному объекту.

В БЭВМ 6 координаты ψ_i и D_j массива $A(i, j)$ преобразуются в номера линейных координат по осям X и Z . i -м номерам ψ присваивается i -й номер по оси Z , а j -м номерам D присваивается j -й номер по оси X . В рассматриваемом примере это номера с первого по 20. При этом указанная операция не требует практичности никаких дополнительных программных или аппаратных затрат в БЭВМ 6. Ограничением

является только соотношение $(D_k - D_1) / (20 \cdot \Delta D)$, которое должно быть более 10, тогда указанные замены координат допустимы.

После получения бинарного массива измерений $A(i, j)$ БЭВМ 6 выдает со своего второго выхода команду на управляющие входы переключателей 13 и 14, изменяя тем самым положение коммутируемых ими контактов и соединяя регистры 41, 42 фильтра 10 сжатия сигналов с третьим и четвертым выходами БЭВМ 6. Сразу после этого (с задержкой, достаточной для срабатывания переключателей 13, 14) с третьего выхода БЭВМ 6 на запоминающий регистр 41 фильтра сжатия (вместо кода модуляции зондирующего сигнала) поступает через переключатель 13 последовательность бинарного массива измерений $A(i, j)$, а на сдвиговый регистр 42 (вместо видеосигнала с выхода приемника) поступает с четвертого выхода БЭВМ 6 последовательность эталонного массива $B(i, j)$ той же размерности, сформированного из эталонного массива $b(m, n)$ путем последовательного перебора и вырезания матрицы размера массива измерений (20×20) из матрицы эталонного массива (в нашем примере ее размер 50×50).

Алгоритм формирования массива $B(i, j)$ представлен в конце описания.

Таким образом, на сдвиговом регистре 42 фильтра сжатия последовательно появляются упорядоченные (аналогично измеренному массиву) бинарные последовательности фрагментов эталонной карты, которые сравниваются с измеренным массивом, находящимся на запоминающем регистре 41. Результаты суммирования совпадений значений сигналов на регистрах 41 и 42 с выхода фильтра 10 сжатия через нормально разомкнутые управляющим сигналом с шестого выхода БЭВМ 6 контакты переключателя 15 подаются на устройство 16 фиксации максимума сигнала.

Число циклов обновления массива $B(i, j)$ равно произведению $(M - I) \cdot (N - J)$.

Устройство 16 фиксации максимума фиксирует величину выходного сигнала U_3 фильтра 10 сжатия сигналов на каждом шаге, запоминая его величину, если она превысила запомненную ранее величину этого сигнала, т.е. реализует алгоритм:

если текущее значение $U_3 > U$ запомненного, то U запомненное = U_3 , одновременно посылая зафиксированный сигнал $U_{ф}$ на третий вход БЭВМ 6, где запоминается номер такта, на котором это произошло относительно начала прогона эталонного массива, и присваивается ему номер $n_{ф}$. Таким образом, устройство 16 фиксации максимума запоминает одно максимальное значение сигнала на выходе фильтра 10 из всей выборки $(M - I) \cdot (N - J)$, а БЭВМ 6 фиксирует номер последнего такта $n_{ф}$, на котором был зафиксирован этот максимум.

После окончания "прогонки" эталонного массива через фильтр 10 сжатия в БЭВМ 6 число $n_{ф}$ однозначно определяет расположение измеренного массива на эталонной карте.

Смещение ближнего левого элемента участка поверхности, где измеряется

отраженный сигнал, относительно левой нижней точки эталонной карты в элементах разрешения i_{cm} и j_{cm} определяются следующими соотношениями:

$$i_{cm} = F(n_{\phi}/(M-1));$$

$$j_{cm} = E(n_{\phi}/(M-1)), (2)$$

где $F()$ - функция целого числа аргумента, $E()$ - функция целого числа аргумента.

Ошибка Хош приведения БПЛА в заданную точку на дистанции измерения $D1$ в продольной плоскости составляет величину

$$X_{ош} = (i_{cm} + (M-1)/2) \cdot \Delta x, (3)$$

а в поперечной плоскости

$$Z_{ош} = (j_{cm} + (N-1)/2) \cdot \Delta z, (4)$$

где Δx , Δz - величина элемента разрешения в продольной и боковой плоскости, м.

В приведенных далее примерах моделирования для численных оценок точности и достоверности определения координат летательного аппарата относительно наблюдаемого участка местности принималось разрешение в продольной и боковой плоскости одинаковым и равным разрешению по дистанции, $\Delta x = \Delta z = \Delta D$.

С учетом найденных ошибок корректируются программные значения заданной траектории полета БПЛА, аналогично тому, как это делается в предыдущем режиме наведения на контрастную цель, т.е. текущие программные значения X и Z суммируются с $X_{ош}$ и $Z_{ош}$ с соответствующим знаком.

Например, скорректированное направление $\Psi_{ск}$ на заданную точку приведения БПЛА определяется следующим соотношением:

$$\Psi_{ск} = \arctg\{Z_{ош}/D_{ск} - D1 - X_{ош}\} \approx Z_{ош}/\{D_{ск} - D1 - X_{ош}\}; (5)$$

а дистанция $D_{ск}$ до скорректированной конечной точки приведения БПЛА для сброса полезного груза:

$$D_{ск} = D_{к} - X_{ош}. (6)$$

Такая коррекция программы автопилота позволяет компенсировать уходы гироскопов и неточности привязки места старта БПЛА к заданному объекту.

Для дополнительного пояснения функционирования системы управления БПЛА на фиг.8 приведена логико-временная последовательность этапов в режиме приведения к БПЛА к нерадиоконтрастному объекту. Этапы обозначены на фиг.8 позициями I, II, ..., X.

I - вызов топографической карты местности из памяти ЭВМ (или ввод ее через устройство ввода графической информации, например, при помощи сканера) и преобразование ее в карту интенсивности радиолокационных отражений по методике, описанной выше. Этот этап работы может быть проведен заранее в лабораторных условиях или в обслуживающей организации более высокого уровня.

II - определение положения и размеров участка ΔX_3 , ΔZ_3 возможного обзора радиолокационным координатором из условий ухода гироскопических приборов и неточности "привязки" места старта БПЛА и конечной точки приведения.

III - формирование бинарного массива эталонной карты $b(m,n)$ размерностью 50×50 элементов (для примера, рассмотренного выше) и значения коэффициента $k_{п}$.

IV - трансляция из пульты 9 в блок 27 памяти БЭВМ 6 через ее первый вход:

- признака режима работы по нерадиоконтрастным объектам;

- массива $b(m,n)$;

- коэффициента $k_{п}$;

- программы автопилота (в простейшем случае направление плоскости стрельбы, высота полета и дальность полета к точке на дистанции $D1$ до требуемой точки приведения БПЛА, на которой бортовой радиолокационный координатор измеряет массив $A_{i,j}$ интенсивности радиолокационных отражений).

V - старт БПЛА и полет его до дистанции $D2$ до предполагаемого конечного места приведения. Здесь через первый выход БЭВМ 6 в автопилот 7 сообщаются программные траекторные параметры в координатах, привязанных к месту старта $X_{п}$, $Z_{п}$ и $Y_{п}$. В простейшем случае программная траектория полета задается постоянными значениями направления полета в горизонтальной плоскости и высотой полета над поверхностью земли (или высотой полета относительно места старта). Автопилот 7 при помощи своих датчиков определяет истинное значение направления полета и высоту (с присущей им погрешностью), сравнивает их величины с программными значениями и управляет рулевыми органами БПЛА таким образом, чтобы свести это рассогласование к нулю. Таким образом обеспечивается движение БПЛА по программной траектории.

Из автопилота 7 в БЭВМ 6 по второму входу поступают текущие координаты X_t и Z_t перемещения БПЛА относительно точки старта.

Если выбранная плоскость стрельбы совпадает с осью X , а отклонения от нее Z_t невелики (в пределах расчетной погрешности), то дистанция D_t , пролетаемая БПЛА, принимается равной X_t . Скорость изменения X_t в этом случае соответствует скорости V продольного перемещения БПЛА. Скорость V может поступать в БЭВМ 6 из автопилота как самостоятельный параметр во второму входу, или дополнительно вычисляться в процессоре 26 как отношение приращения координаты X_t за известный интервал времени Δt . По вычисленному или измеренному значению скорости V полета БПЛА в процессоре 26 вычисляется величина дистанции $D2 = D1 - 3 \cdot V \cdot T$ (где T - постоянная времени АРУ приемника радиолокационного координатора) и сравнивается с текущей дистанцией D_t .

VI - при достижении D_t величины $D2$ включается радиолокационный координатор, путем подачи электропитания на его электронные блоки (система подачи электропитания на фиг.1 не указана).

За время полета от $D2$ до $D1$ координатор осматривает в горизонтальной плоскости сектор от нулевого положения антенны, совпадающего с плоскостью стрельбы, до крайнего левого положения сектора измерений Ψ_n . При этом, например, $\Psi_n = \Delta \Psi \cdot m/2$. За это время определяется средняя величина

интенсивности отражений (сигнал ас на третьем выходе приемника 3).

На дистанции D1 (выполняется условие $Dt=DI$) на пятом выходе БЭВМ 6 появляется сигнал +U признака режима (постоянное напряжение, сигнализирующее о переключении режима обнаружения сигнала на режим формирования массива измерений), по которому переключаются порог обнаружения (с величины $U_{пор}$ на величину $U_{пор2}$) в пороговом устройстве 11 при помощи блока 17 формирования порога.

Значение коэффициента k_p транслируется через седьмой выход БЭВМ 6 в аналоговом виде на четвертый вход блока 17 формирования порога, где в зависимости от его знака уменьшается или увеличивается сопротивление в цепи обратной связи усилителя 45, определяющего в дальнейшем порог бинарной обработки измеренного массива.

VII - на дистанции D1 проводятся измерение отраженного сигнала на видеовыходе приемника 3 в I квантах дистанции и в J угловых положений антенны (в рассмотренном примере $I=J=20$) и присваиваются им значения 0 или 1 (при превышении уровня сигнала величины $U_{пор2}$ в пороговом устройстве 11). При помощи устройства 12 происходит фиксация значений j-го угла поворота антенны и значений i-й задержки τ_z , соответствующей дальности Di элемента отражений a_i, j . Значения Di и τ_z подаются на 4-й и 5-й входы БЭВМ 6 и накапливаются в ее блоке 27 памяти. После одного цикла сканирования в памяти ЭВМ оказывается сформированным бинарный двумерный массив $A_{i,j}$.

VIII - после окончания формирования массива $A_{i,j}$, что определяется счетом числа зондирующих импульсов радиолокационного координатора, поступающих на 6-й вход БЭВМ 6, на втором выходе БЭВМ 6 появляется команда в виде постоянного потенциала, которая поступает на управляющие входы переключателей 13 и 14. По этой команде переключатель 13 подключает запоминающий регистр 41 фильтра 10 сжатия, соединенный ранее с передатчиком 2 радиолокационного координатора, к третьему выходу БЭВМ 6, а переключатель 14 подключает сдвиговой регистр 42 фильтра 10 сжатия, соединенный ранее с первым выходом приемника 3 радиолокационного координатора, с четвертым выходом БЭВМ 6.

Из двумерного массива $A_{i,j}$ на четвертом выходе БЭВМ 6 формируется одномерная последовательность путем последовательного считывания из $A_{i,j}$ массива i-х столбцов. Эта последовательность ($I \cdot J$) с третьего выхода БЭВМ 6 подается через нормально-разомкнутые контакты переключателя 13 на запоминающий регистр 41 фильтра сжатия 10 и запоминается в нем.

Из эталонного массива $b(m, n)$, находящегося в блоке 27 памяти БЭВМ 6, процессором 26 формируется выборка $B(i, j)$ по алгоритму (1) и в виде одномерной последовательности ($I \cdot J$) через четвертый выход БЭВМ 6 и переключатель 14 поступает на сдвиговой регистр 42 фильтра сжатия 10. В соответствии с алгоритмом (1),

последовательность $b(m, n)$ обновляется $(M-I) \cdot (N-J)$ раз. После формирования каждой новой последовательности $b(m, n)$ на шестом выходе БЭВМ 6 формируется импульсный сигнал, поступающий на управляющий вход переключателя 15, через который транслируется выходной сигнал фильтра 10 сжатия на устройство 16 фиксации максимума этого сигнала за весь период обработки.

IX - Зафиксированный номер Uф сеанса сравнения, при котором сигнал на выходе фильтра сжатия наибольший, определяет необходимые поправки к программным значениям X_c и Z_c (формулы (2)-(5)) для коррекции дальнейшего полета БПЛА.

X - При достижении скорректированного местонахождения заданной точки приведения БПЛА система управления выдает команду на исполнительные механизмы сброса полезного груза.

На фиг.9 показана укрупненная схема алгоритма функционирования БЭВМ 6 и пульта 9 для приведения БПЛА в нерадиоконтрастную точку поверхности земли.

Оценка качества приведения БПЛА в заданную точку может быть произведена по двум координатам раздельно в единицах элементов разрешения Δi и Δj или в метрах, соответственно, $\Delta X \cdot \Delta i$ и $\Delta Z \cdot \Delta j$. При этом по обеим координатам X и Z принимается максимальное разрешение, т.е. $\Delta X = \Delta Z = \Delta D$. Суммарная ошибка Δ в единицах элементов разрешения:

$$\Delta = \sqrt{\Delta i^2 + \Delta j^2}$$

или в метрах:

$$\Delta = \sqrt{(\Delta X \cdot \Delta i)^2 + (\Delta Z \cdot \Delta j)^2}$$

Так как ошибка определения местоположения БПЛА является случайной величиной, зависящей от большого числа независимых и зависимых друг от друга случайных факторов, то целесообразно оценивать среднюю и максимальную ошибку привязки. Возможна также вероятностная оценка нахождения ошибки в заданных пределах.

Указанные оценки, достаточные для характеристики обычных измеряемых параметров, не дают полного представления о качестве ориентации при наличии локальных экстремумов признака идентификации, соизмеримых с глобальным экстремумом. В этом случае необходимо ввести дополнительно показатель Sp - запас по точности или достоверности определения глобального экстремума признака идентификации в %, определяемый следующим соотношением:

$$Sp = 100 \cdot (Pr_1 - Pr_0) / Pr,$$

где Pr - среднее значение критерия на всем анализируемом участке эталонной карты;

Pr_0 - значение критерия в окрестности искомой точки, соответствующей глобальному экстремуму; Pr_1 - значение признака идентификации в точке локального минимума, ближайшего по величине к значению Pr_0 .

Если локальный экстремум в силу ошибок измерителя или эталона определен глобальным (это возможно при малых значениях запаса Sp и существенных

ошибках измерителя), то оценивать ошибку определения местоположения БПЛА по указанному критерию не имеет смысла. Статистическая оценка ее при сопоставлении с влиянием других типов погрешностей не корректна (на порядок и более превышает влияние других факторов). В этом случае необходимо оценивать вероятность неправильного определения глобального экстремума как отношение числа ложных определений экстремума к общему числу статистических испытаний.

Приведенные критерии оценки качества привязки БПЛА к местности определены методом статистического моделирования для конкретных участков эталонной карты и параметров бортового локатора. Примеры изменения указанных критериев для группы промышленных зданий приведены на фиг.10, а для участка местности с кустарником, лугом, дорогами разного класса и водоемами приведены на фиг. 11. При этом заданные точки приведения БПЛА (11 точек, номера которых обозначены на горизонтальной оси графиков фиг.10 и фиг.11) выбирались по узлам равномерной сетки с шагом 200 м. По оси ординат обозначен масштаб ошибки приведения Δ в метрах (справа) и масштаб запаса достоверности C в процентах.

Приведенные значения ошибок и запасов достоверности получены при следующих условиях статистического моделирования:

- незнание средних значений отражательных способностей в пределах 10 дБ,
- флуктуации отражений по интенсивности в пределах 20 дБ,
- пространственные флуктуации отражений в пределах 30 м,
- ошибка в коэффициенте затухания излучения в атмосфере 10 дБ,
- динамический диапазон приемника 60 дБ,
- зона измерений радиолокационных отражений 300х300 м,
- зоны ошибок приведения автопилотом БПЛА в заданную точку включения бортового координатора в продольной и поперечной плоскостях 450 м.

Закон распределения всех ошибок в указанных диапазонах при моделировании принимался равномерным.

На основании результатов моделирования можно утверждать, что ошибки приведения БПЛА к заданному объекту и точке земной поверхности уменьшились на порядок. Без использования предложенных доработок система обеспечивала максимальную ошибку 450 м. С доработками - 40 м.

Как видно из приведенных графиков, не все участки рассмотренных сюжетов местности являются одинаково пригодными для точного приведения БПЛА. На 9-м участке первого сюжета и 5-м участке второго ошибки приведения велики и малы запасы достоверности. При необходимости приведения БПЛА к этим участкам целесообразно задавать для обзора бортовому локатору соседние участки (10-й для первого сюжета и 6-й для второго). В этом случае в вычисленную величину смещения БПЛА (Хош, Зош) необходимо добавить разницу координат заданной точки, например, точки 5 (Х5, Z5) второго сюжета и точки 6 (Х6, Z6) первого сюжета. В остальном

функционирование системы аналогично описанному ранее.

Таким образом приведенные результаты подтверждают возможность использования предлагаемой системы управления БПЛА для его высокоточного приведения как к радиоконтрастным, так и к нерадиконтрастным объектам назначения.

Пользуясь приведенным описанием и чертежами, предлагаемую систему можно изготовить, используя известную элементную базу и известную технологию, что определяет промышленную применимость предлагаемого изобретения.

Список литературы

1. Патент РФ 2062503, МПК G 05 D 1/04, В 64 С 19/00, публикация 20.06.96 г.
2. Максимов М.В., Горгонов Г.И. Радиолокационные системы самонаведения. М.: Радио и связь, 1992 г.
3. Белоглазов И.Н., Тарасенко В.П. Корреляционно-экстремальные системы. М.: Сов.радио, 1974.
4. Белецкий В.К., Юрьев А.Н. Корреляционно-экстремальные методы навигации. М.: Радио и связь, 1982.
5. Левин В.П. Обработка информации в оптических системах пеленгации. М.: Машиностроение, 1978.
6. Кузовский С. Ф. Корреляционно-экстремальные системы. К.: Наукова думка, 1973.
7. Шаров С. И. Основы проектирования координаторов систем управления движущимися объектами. Гособразоване СССР, 1990 г., прототип.
8. Патент РФ 2114444, МПК G 01 S 13/44, публикация 27.06.98 г.
9. Патент РФ 2124221, МПК G 01 S 13/42, публикация 27.12.98 г.
10. Патент РФ 2083995, МПК G 01 S 13/42, публикация 10.07.97 г.
11. Преснухин Л. Н. , Шахнов В.А., Кустов В.А. Основы конструирования микроэлектронных вычислительных машин (уч. пособие). М.: Высшая школа, 1976.
12. Смолов В.Б., Барашенков В.В., Байков В.Д. и др. Специализированные ЦВМ (учебник). М.: Высшая школа, 1981.
13. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами (учебник). М. : Машиностроение, 1973.
14. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Автономные системы. М.: Наука, 1966.
15. Инерциальная навигация / под ред. К.Ф. О'Доннелла. М.: Наука, 1969.
16. Липтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. М.: Наука, 1971.
17. Репников А.В., Сачков Г.П., Черноморский А.И. Гироскопические системы (уч. пособие). М.: Машиностроение, 1983.
18. Патент РФ 2163392, МПК G 06 F 15/16, публикация 20.02.2001 г.
19. Степанов Ю.Г. Противорадиолокационная маскировка, М.: Советское радио, 1968 г.
20. Шаров С.Н. Некоторые возможности лазерного локатора для ориентации движущегося объекта на местности. Труды БГТУ, Вопросы повышения качества управления движением, вып.1, 1995.

Формула изобретения:

Система управления беспилотным

летательным аппаратом, включающая автопилот, вход и выход которого соединены соответственно с первым выходом и вторым входом бортовой электронно-вычислительной машины (БЭВМ), первый вход которой является входом для подключения к пульту предстартовой подготовки и ввода полетного задания, и радиолокационный координатор с фазоманипулированным зондирующим сигналом, который содержит антенну, соединенную сигнальными входом и выходом с передатчиком и приемником и кинематически связанную с приводом антенны, синхронизатор, дальномер и устройство обработки сигналов, в состав которого входят фильтр сжатия сигналов, пороговое устройство и устройство фиксации координат, входы которого с первого по третий подключены соответственно к выходу порогового устройства, выходу дальномера и информационному выходу привода антенны, а выходы, на которых формируются значения величин дистанции и углового положения отраженных сигналов, подключены к четвертому и пятому входам БЭВМ, шестой вход которой и вход передатчика подключены к первому выходу синхронизатора, передающему импульсную последовательность с частотой зондирования, второй выход которого, передающий последовательность импульсов синхронизации, подключен ко второму входу дальномера, первый вход которого и вход приемника по сигналу окончания зондирующего импульса подключены ко второму выходу передатчика, гетеродинный выход которого соединен с гетеродинным входом приемника, отличающаяся тем, что в

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

устройство обработки сигналов дополнительно введены три переключателя, устройство фиксации максимума и блок формирования порога, управляющие входы которого по сигналу признака режима и сигналу задания масштаба подключены соответственно к пятому и седьмому выходам БЭВМ, выход подключен к уровневому входу порогового устройства, а соответствующие сигнальные входы - к выходам приемника, на которых формируются усредненное значение интенсивности шума и усредненное значение интенсивности отраженных сигналов, кодовый выход передатчика и выход видеосигнала приемника подключены к первым сигнальным входам соответственно первого и второго переключателей, управляющие входы которых соединены со вторым выходом БЭВМ, а вторые сигнальные входы подключены соответственно к третьему и четвертому выходам БЭВМ, с которых передаются последовательность бинарного массива измерений и последовательность эталонного бинарного массива, первый и второй входы фильтра сжатия сигналов подключены к выходам соответственно первого и второго переключателей, а его выход соединен с сигнальным входом третьего переключателя, управляющий вход которого подключен к шестому выходу БЭВМ, а соответствующие выходы - к сигнальному входу порогового устройства и сигнальному входу устройства фиксации максимума, выход которого, передающий сигнал, характеризующий местоположение бинарного массива измерений на эталонной карте, соединен с третьим входом БЭВМ.

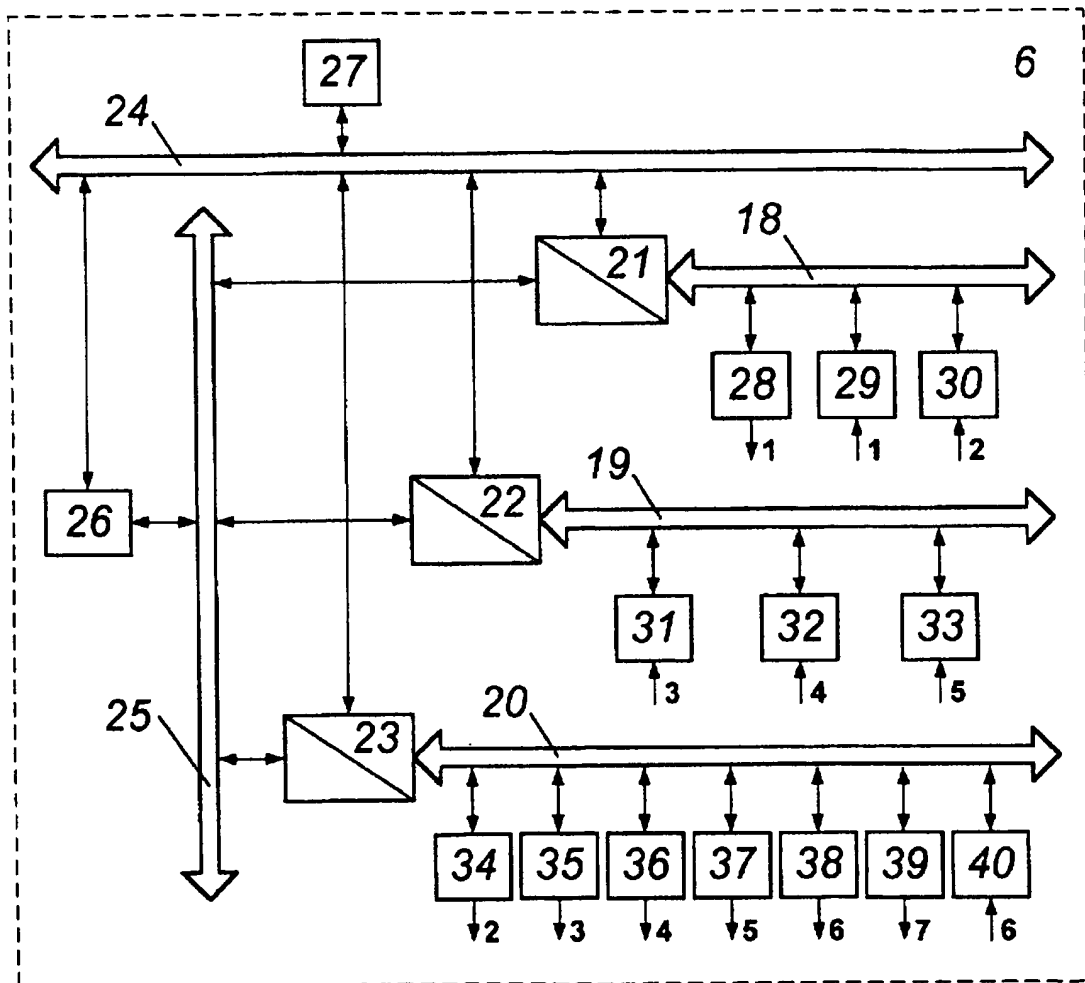

```

Алгоритм формирования массива  $B(i,j)$ 
  for m=1 to M-I
    for n=1 to N-J
      print Выход 5 0
    for i=1 to I
      for j=1 to J
         $B(i,j)=b(m+i-1,n+j-1)$ 
        print Выход 4  $B(i,j)$       (1)
      next j,i
    print Выход 5 1
  next n,m,

```



где M - число элементов эталонной карты по оси Z , N - число элементов эталонной карты по оси X , I - число элементов измеренного массива в продольной плоскости, J - число элементов измеренного массива в поперечной плоскости.

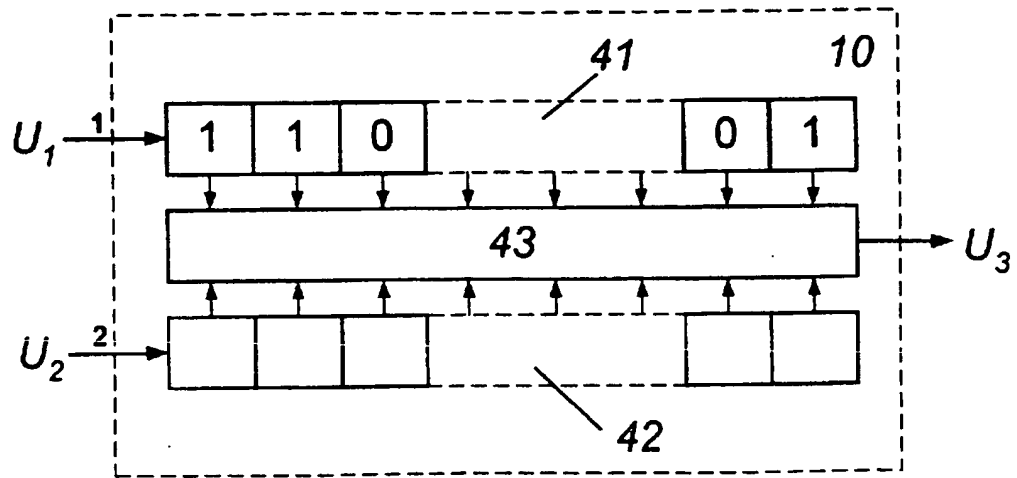


Фиг. 2

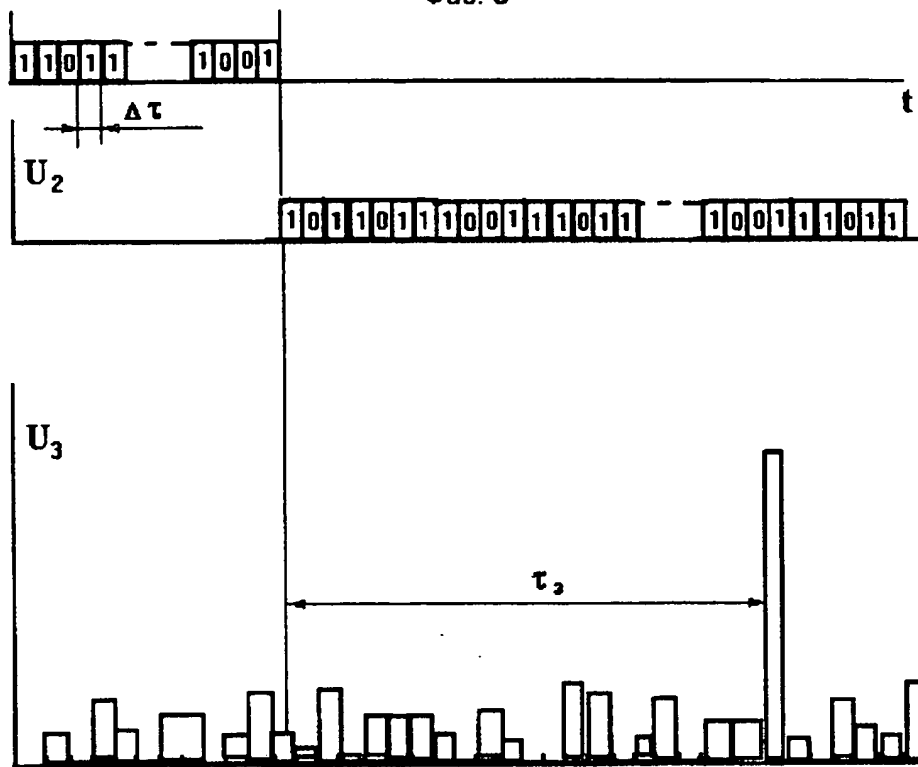
RU 2189625 C1

RU 2189625 C1

LC 5296812 RU 2189625 C1

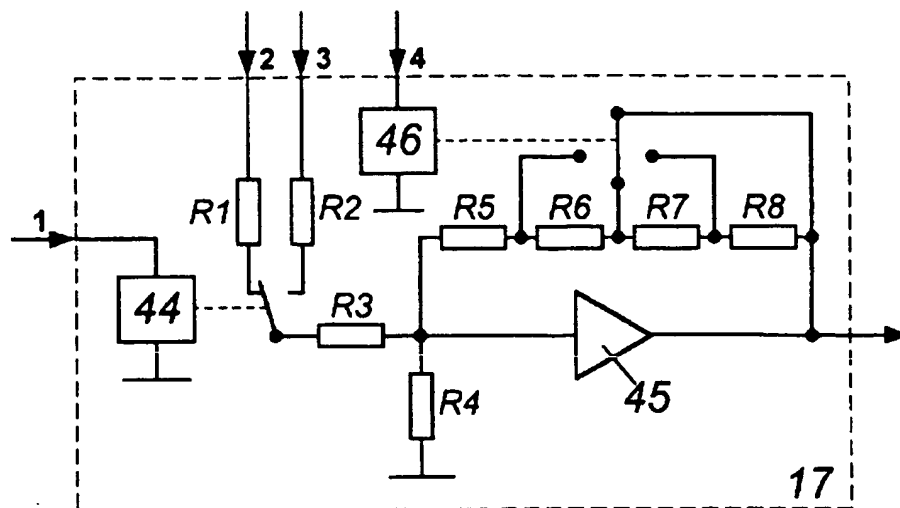


Фиг. 3

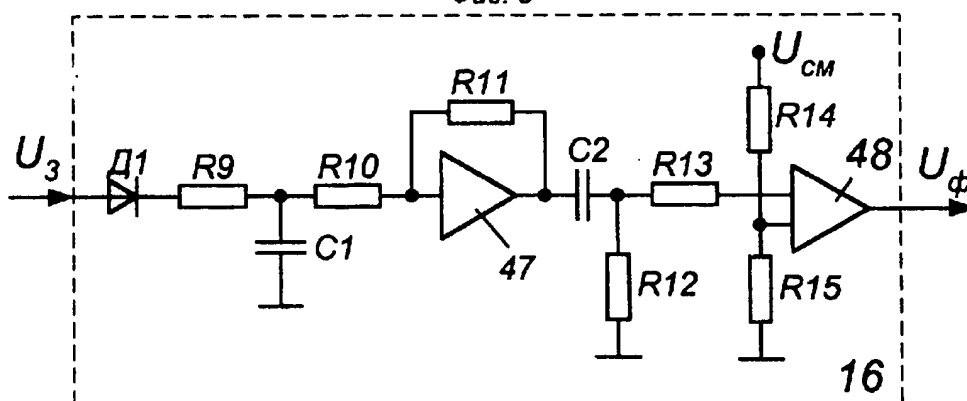


Фиг. 4

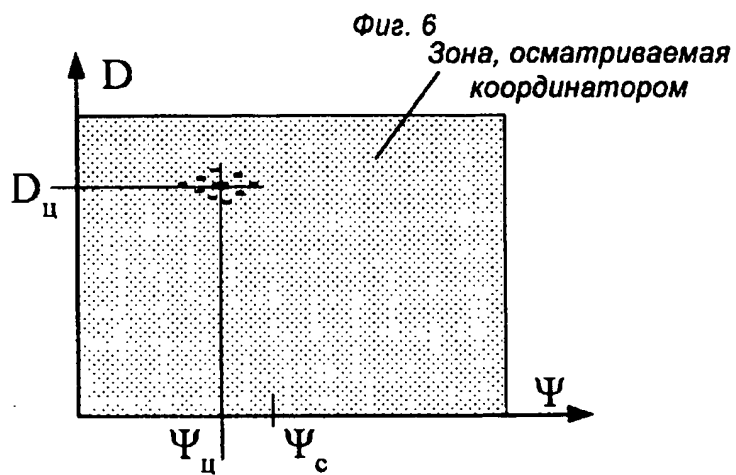
RU 2189625 C1



Фиг. 5



Фиг. 6

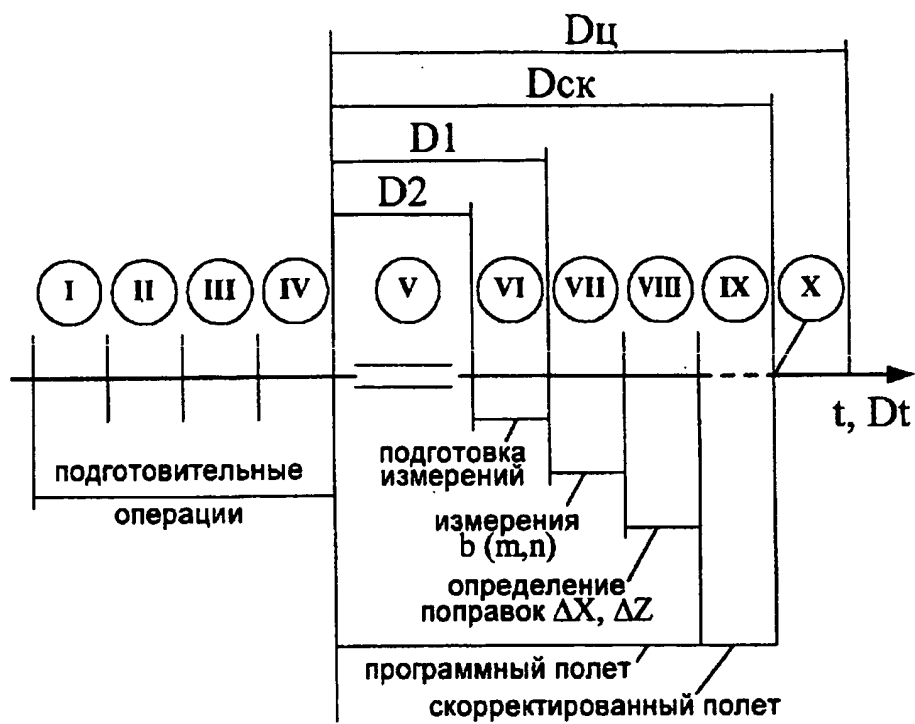


Фиг. 7

RU 2189625 C1

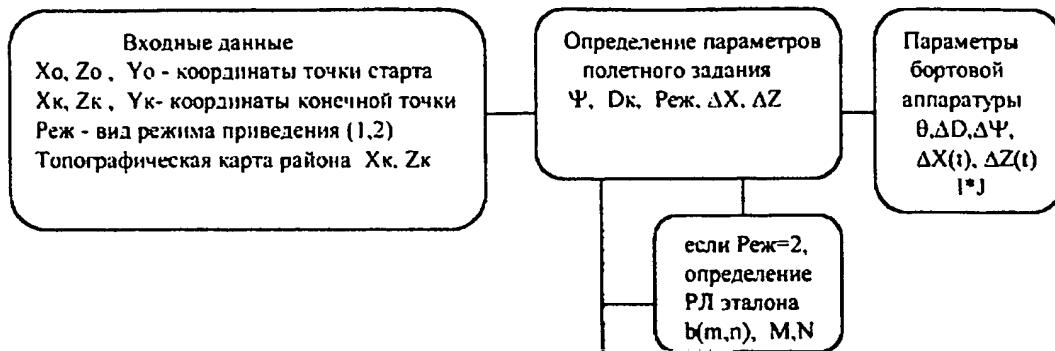
RU 2189625 C1

RU 2189625 C1



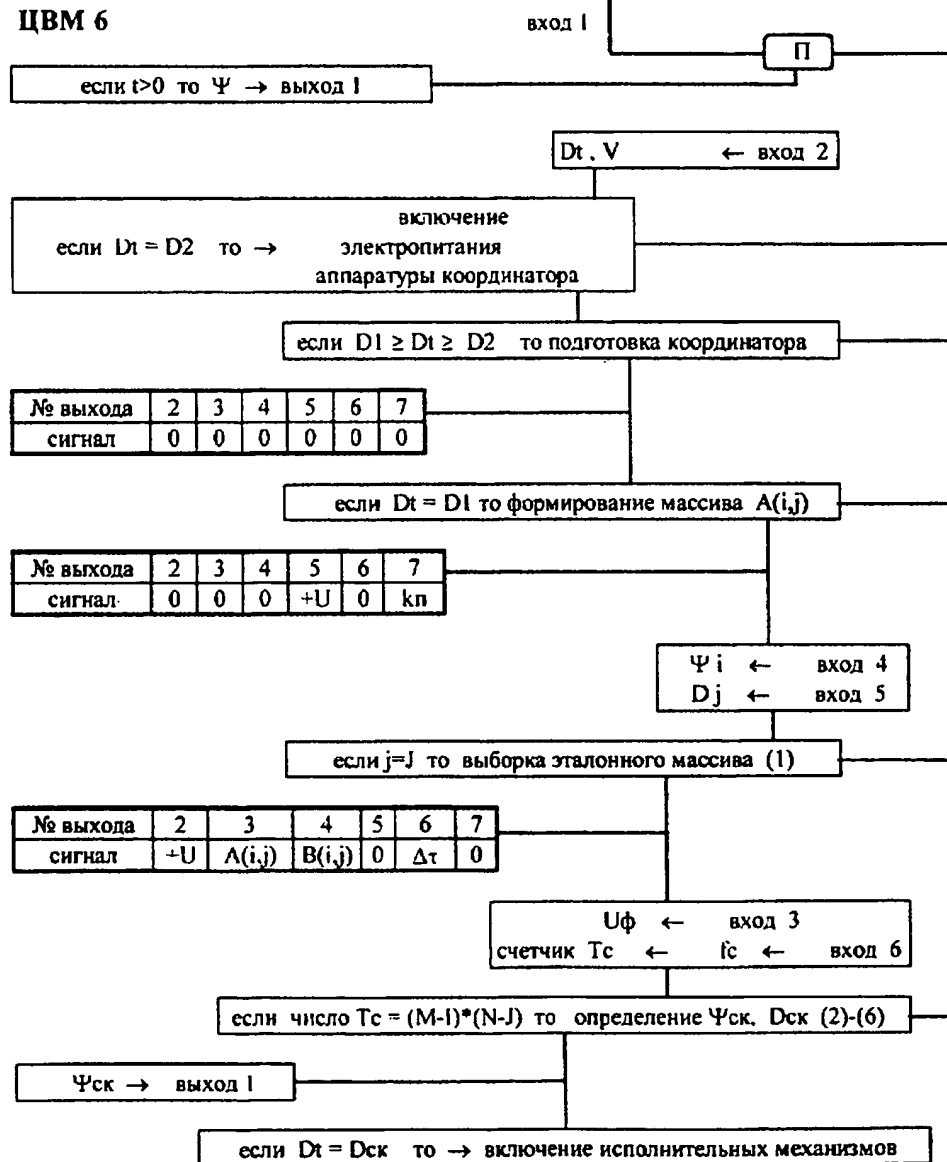
Фиг. 8

RU 2189625 C1



ПУЛЬТ 9

ЦВМ 6



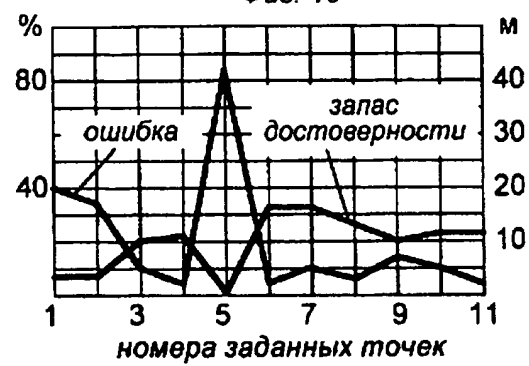
Фиг. 9

RU 2189625 C1

RU 2189625 C1



Фиг. 10



Фиг. 11